DOI:10.11776/j.issn.1000-4939.2025.01.004

大过载机动下飞机油箱晃动冲击效应的流固耦合分析

钟连[1],支亚非[2],杨莹[2],杨尚霖[1],姚小虎[1]

(1. 华南理工大学土木与交通学院,510640 广州;2. 成都飞机工业(集团)有限责任公司,610092 成都)

摘　要:搭建 Abaqus 与 Star-ccm + 联合仿真流固耦合方法对某型飞机全复合材料油箱在弹射起飞与拦阻着陆过程中的晃动问题进行研究。首先通过模拟液舱晃动实验验证了所搭建流固耦合分析方法的可靠性。根据飞机油箱原型建立了全复合材料油箱精细结构模型和流体域模型,探究了 3 种不同充液率下的油箱晃动冲击效应,得到了弹射起飞与拦阻着陆过程中油箱内油液的晃动形态、压力分布、油箱应力应变及油箱蒙皮变形等结果。分析表明:弹射起飞与拦阻着陆过程中油液晃动有堆积、晃动、平稳 3 个阶段,油箱内燃油的晃动集中于前 1.3 s 内;2 种工况中燃油冲击油箱产生的冲击压力均随充液率提升而增大,弹射起飞和拦阻着陆工况中最大冲击压力分别为 19.135 kPa 和 11.102 kPa;飞机在大过载过程中油箱结构响应由过载主导;拦阻着陆过程中油箱结构响应大于弹射起飞,因此拦阻着陆对于油箱结构强度的要求更为严格。

关键词:弹射起飞;拦阻着陆;大过载;油箱晃动;流固耦合

中图分类号:V222　　**文献标志码**:A　　**文章编号**:1000-4939(2025)01-0040-14

Fluid-structure interaction analysis of sloshing impact effect of aircraft fuel tank under high overload maneuvering

ZHONG Lian[1], ZHI Yafei[2], YANG Ying[2], YANG Shanglin[1], YAO Xiaohu[1]

(1. School of Civil Engineering and Transportation, South China University of Technology, 510640 Guangzhou, China;
2. Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., 610092 Chengdu, China)

Abstract: This study performed a series of fluid-structure interaction simulations based on Abaqus and Star-ccm + to explore the sloshing effect of a certain type of aircraft composite fuel tank. This method was validated using the tank sloshing experimental data. Based on the aircraft fuel tank prototype, the refined structural model and fluid model of the composite fuel tank were established. The dynamic response of the fuel tank under three different filling levels was explored. Furthermore, the pressure distribution, stress-strain relationship and skin deformation of the tank were obtained. The results showed that the fuel sloshing depicted three stages during the process of catapult take-off and arresting landing, i. e., accumulation, sloshing and stabilization. Moreover, the sloshing of the fuel mainly happened in the first 1.3 s. The sloshing

收稿日期:2023-11-14
基金项目:国家杰出青年科学基金资助项目(No. 11925203)
通信作者:杨尚霖。E-mail:201620105209@mail.scut.edu.cn
引用格式:钟连,支亚非,杨莹,等. 大过载机动下飞机油箱晃动冲击效应的流固耦合分析[J]. 应用力学学报,2025,42(1):40-53.
ZHONG Lian, ZHI Yafei, YANG Ying, et al. Fluid-structure interaction analysis of sloshing impact effect of aircraft fuel tank under high overload maneuvering[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2025, 42(1): 40-53.

impact pressure increased with the fuel filling level, and the maximum impact pressure in Catapult take-off and arresting landing conditions was 19.135 kPa and 11.102 kPa, respectively. The response of the fuel tank was dominated by the overload during the two processes. The stress and strain of the fuel tank during the arresting landing were greater than those during the catapult take-off, so the requirements for the structural strength of the fuel tank in arresting landing are more stringent.

Key words: catapult take-off; arresting landing; high overload; fuel tank sloshing; fluid-structure interaction

燃油是航空航天领域不可或缺的动力来源之一,飞机将油箱内燃油供给到发动机,从而使发动机产生持续的推力保持飞行。然而,飞机在飞行过程中,随着飞行速度及飞行姿态的变化,将造成油箱内燃油的剧烈晃动。晃动的燃油一方面导致重心的变化,进一步对飞机的操控性带来一定影响,另一方面冲击油箱壁面,对油箱结构的动强度带来严格的挑战,因此研究飞机油箱晃动问题具有重要的工程意义。

飞机油箱内燃油晃动问题本质上属于液体晃动流固耦合问题,早期对于该类问题的研究以理论和实验为主。理论研究主要基于流势理论来求解流体的动力学方程[1],或通过建立等效模型[2]模拟液体在液舱中的晃动。理论研究的局限在于仅能针对简单形状的容器进行求解,并且无法求解液体大幅晃动这类强非线性问题[3]。实验研究[4-6]受制于成本、加载手段、测试手段等因素,并不适用于复杂工程问题的研究。随着计算机技术的发展,数值模拟成为求解液体晃动问题的主流方法[7-10]。NICOLICI 等[11]采用计算流体动力学与有限元耦合,建立流体与圆柱形储液罐的相互作用模型,探究了储液罐内液体的晃动形态和晃动载荷。为分析流固耦合作用导致的结构破坏,姚学昊等[12]提出了一种近场动力学-光滑粒子动力学耦合方法,并利用带挡板的矩形水箱开展实验进行了验证。代震等[13]为研究飞机油箱在降落时发生的油箱垂荡现象,利用流体动力学软件 nanoFluidX 求解了降落条件下飞机油箱内燃油的晃动形态及重心变化,并提取流体晃动荷载以导入有限元软件 Abaqus 进行结构响应计算。KIM 等[14]采用 ALE 方法对旋翼机外置油箱的水平晃动问题进行了流固耦合分析,校核了油箱关键部位的安全性。为了考虑机动飞行中大过载对燃油晃动的影响,杨尚霖、方雄等[15-16]采用流固耦合的方法对飞机半滚倒转和定常盘旋过程中的油箱晃动进行了研究,发现飞机在滚转阶段油液晃动幅度大于大过载机动阶段,而定常盘旋中油液在进入盘旋时晃动剧烈,在匀速盘旋阶段逐渐稳定。

由以上分析可知,虽然众多学者对液体晃动或油箱晃动问题做了大量研究,但现有研究主要以简单晃动工况为主,且鲜有考虑全尺寸的飞机油箱模型。另外,针对复杂、极端的大过载飞行过程的飞机油箱晃动问题研究也较为缺乏。弹射起飞和拦阻着陆作为舰载机起降的主要方式,在这 2 种过程中,飞机分别处于急加速和急减速的大过载状态。显然,在这 2 个过程中飞机油箱内燃油的晃动冲击效应将与常规晃动情况大不相同,然而对于这 2 种特殊状态下飞机油箱晃动流固耦合效应的研究仍少见报道。因此,本研究通过搭建 Abaqus 与 Star-ccm + 联合仿真流固耦合方法,并结合流体体积(volume of fluid, VOF)模型,对某型飞机弹射起飞和拦阻着陆过程中的油箱晃动问题进行分析,探究燃油晃动规律以及飞机油箱结构的动态响应特性,为舰载机油箱设计提供一定的参考。

1　数值计算方法

1.1　VOF 模型

VOF 模型通过引入流体体积和控制体体积比函数来追踪和构造自由液面,由于其计算所需时间短,计算量少,同时能模拟多相流体相互作用及处理液体飞溅这类强非线性问题[17],因此被广泛用于分析液体晃动问题。在 VOF 模型中,不同流体的分布和界面的位置由体积分数 F_i 来确定并描述,第 i 相的体积分数定义为

$$F_i = \frac{V_i}{V} \tag{1}$$

式中: V_i 是单元中第 i 相的体积; V 是单元总体积,单元中所有相的体积分数相加之和应满足

$$\sum_{i=1}^{N} F_i = 1 \tag{2}$$

式中,N 为单元内相的总数。

1.2 湍流模型

采用雷诺平均纳维-斯托克斯(Reynolds Average Navier-Stokes,RANS)模型求解湍流。RANS 模型相较于传统纳维-斯托克斯方程将流体参数分解为时均量和脉动量以考虑流场中的湍流。视流场中流体介质为不可压缩流体,式(3)和式(4)分别为 RANS 模型中的连续方程和动量方程。

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0,(i = 1,2,3) \tag{3}$$

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial u_j u_i}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \overline{u_i' u_j'}\right) \tag{4}$$

式中:u_i 表示略去平均符号的雷诺平均速度分量;ρ 为密度;p 为压强;u_i' 为脉动速度。

由于式(4)中方程中雷诺应力未知,因此需要引入湍流模型来封闭方程组,切应力输运(shear stress transport,SST)k-ω 湍流模型广泛应用于航空航天领域计算中。SST $k-\omega$ 湍流模型结合了 k-ε 模型和 k-ω 模型的优点,在边界层附近应用 k-ω 公式,使模型可以直接计算到黏性底层,而在完全发展的流动区域切换到 k-ε 公式,避免了 k-ω 公式对于入口自由来流湍流过于敏感的问题。

1.3 流固耦合分析方法

流固耦合方法根据结构变形是否影响流体形态可分为单向流固耦合和双向流固耦合,流固耦合数值模拟流程示意图如图 1 所示。在双向流固耦合流程中,第 $n-1$ 步计算得到的压力场将通过耦合面传递到第 n 步的计算中,作为压力边界条件施加在结构上,并计算出压力作用下结构的位移;在第 n 步中计算得到的结构位移场将通过耦合面传递到流体域,控制流体域边界的变形,并根据跟新后的流体域边界计算出新的流体域压力场分布;最后将第 n 步计算得到的压力场传递至 $n+1$ 步中作为新的压力边界条件施加在结构上。双向流固耦合方法考虑结构变形对流场的影响。

单向流固耦合流程中则不考虑位移场的传递,每个一计算步中结构域计算得到的位移场不传递至流体域,流体域通过预先设置好的运动边界条件计算流场结果。单向流固耦合分析方法将结构视为刚体,不考虑结构变形对流场的影响。

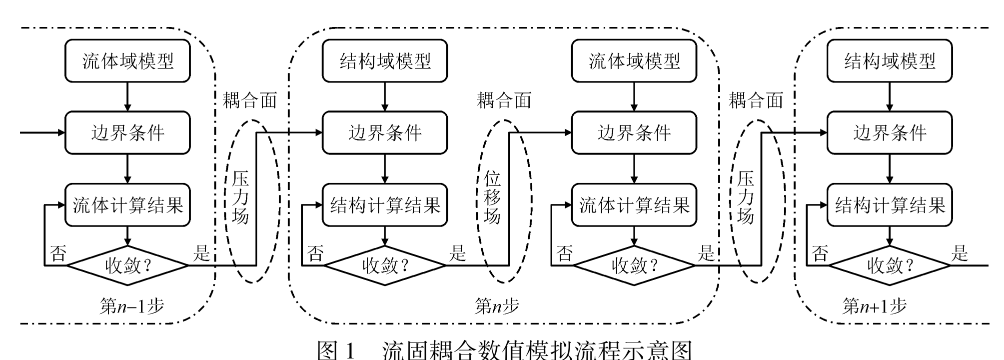


图 1 流固耦合数值模拟流程示意图

Fig. 1 Flow chart of fluid-structure coupling method

基于图 1 所示流固耦合流程,本研究搭建 Abaqus 与 Star-ccm+联合仿真流固耦合方法探究弹射起飞和拦阻着陆 2 种极端大过载过程中的飞机油箱晃动冲击效应。由于飞机在飞行过程中油箱本身的刚体运动位移量远大于油液冲击产生的油箱壁面变形量,相较于刚体运动对油液晃动的影响,油箱变形对油液晃动的影响可以忽略[15]。因此,本研究选取单向流固耦合方法进行分析。

1.4 数值方法验证

本研究根据 DELORME 等[4]开展的液舱晃动实验,对所搭建的 Abaqus 与 Star-ccm+联合仿真单向流固耦合方法进行验证。实验中采用 0.9 m × 0.05 m × 0.58 m(长 × 宽 × 高)的矩形液舱进行晃动,液舱中包含水和空气两相流体,液舱左壁液面处布置压力传感器记录液体晃动荷载,通过电动马达对液舱施加正弦激励,晃动幅度 $\theta_{max}=4°$,晃动周期 $T=2.112$ s。根据实验模型建立液舱晃动数值模型如图 2 所示,采用 VOF 模型定义空气和水两相,充液深度 0.093 m,模拟时间为 5 个晃动周期。

模拟得到的液体晃动形态与实验结果对比如图 3 所示,可见模拟结果与实验现象极为相似,数值模

拟准确捕捉了晃动过程中出现的波浪破碎和液体飞溅现象。

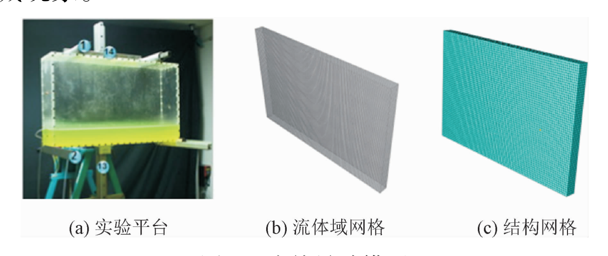


图 2　液舱晃动模型

Fig. 2　Tank sloshing model

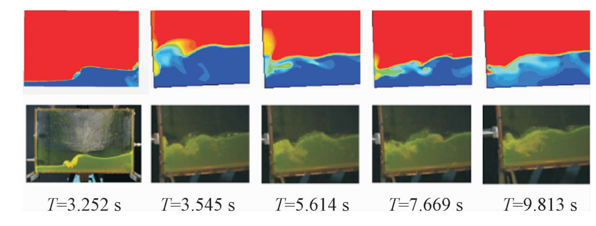


图 3　流体晃动形态模拟结果与实验结果对比

Fig. 3　Comparison of fluid morphology simulation results and experimental results

液舱左壁初始液面处的压力时程曲线对比如图 4(a)所示,由图可见模拟得到的压力时程曲线与实验结果在变化趋势上高度一致,仅部分曲线峰值存在较小差异。该差异可能是由于液体晃动的随机性、实验测试误差等原因造成。

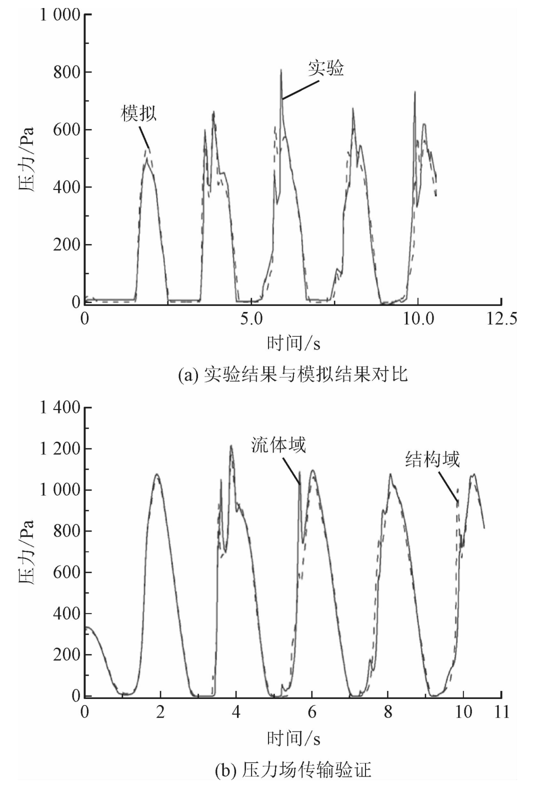


图 4　压力时程曲线

Fig. 4　Pressure time-history curve

为进一步证明流固耦合方法数据传递的可靠性,对比了流体域和结构域中液舱左壁高度 0.06 m 处的压力曲线,如图 4(b)所示。根据曲线可知,结构域受到的压力与流体域压力保持了一致。基于以上分析,证明了 Abaqus 与 Star-ccm + 联合仿真单向流固耦合方法能够准确捕捉液体晃动的细节特征并且准确传递液体晃动荷载至结构域进行结构响应分析,因此该方法可以用来分析弹射起飞和拦阻着陆过程中的飞机油箱晃动流固耦合效应。

2　飞机油箱数值模型

2.1　结构模型

本研究以某型飞机全复合材料油箱为原型,简化建立图 5(a)所示油箱结构有限元模型。油箱结构长约 2 m,宽约 0.6 m,高约 0.6 m,该油箱结构可分为框架和蒙皮 2 部分。整个油箱模型采用壳单元划分网格,包括 312 个 S3R 单元和 54 812 个 S4R 单元。蒙皮与框架之间采用 LINK 单元模拟铆钉连接,连接单元分布如图 5(b)所示。根据飞机质心坐标建立参考点,并将油箱边框通过运动耦合约束于飞机质心上,对质心施加运动边界条件从而实现油箱结构的整体运动,飞机油箱运动耦合示意图如图 5(c)所示。

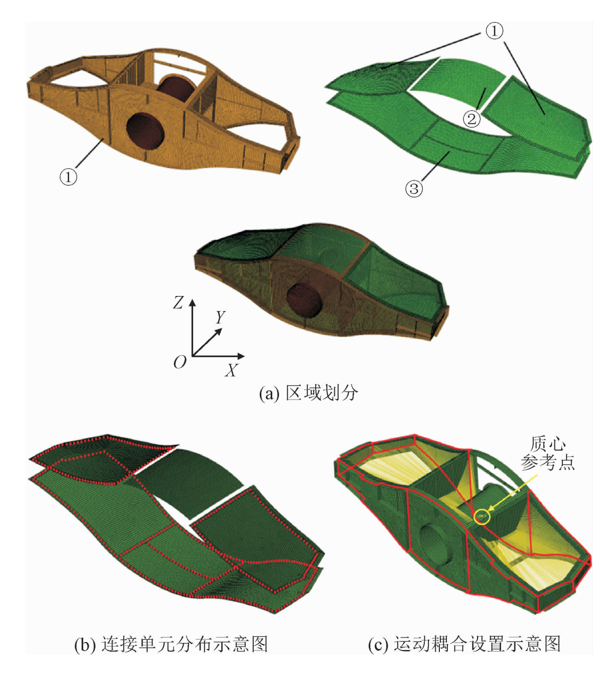


图 5　油箱结构有限元模型

Fig. 5　Finite element model of fuel tank structure

对于本研究的全复合材料油箱模型,采用文献[15]中所定义的飞机油箱复合材料,具体材料参数如表 1 所示。定义 Y-Z 平面内纤维纵向为 Z 方向,其余壳纤维纵向则为 X 方向,纤维横向在面内垂直于纤维纵向。根据铺层,可将结构分为 3 个区域,每个区域的铺层顺序如表 2 所示。

表 1 复合材料参数[15]

Tab. 1 Composite material parameter[15]

ρ/(kg·m^{-3})	E_t/GPa		E_c/GPa		G/GPa	ν_1
	0°	90°	0°	90°		
1 600	125	7	110	6	2	0.3

表 2 复合材料铺层顺序

Tab. 2 Lay-up sequence of composite materials

区域	铺层顺序	厚度/mm
①	[+45/ −45/0/45/0/0/ −45/90] s	2.00
②	[+45/0/ −45] s	0.75
③	[+45/ −45/0/0/ +45/0/0/0/ −45/90] s	2.50

2.2 流体域模型

根据油箱结构模型,建立油箱流体域模型(图 6),飞机航向方向沿 Y 轴正方向。该模型流体域可分为主流域和副流域,分别对应于图中的灰色区域和棕色区域,2 个流域之间流体不发生交换。油箱内部气液两相采用 VOF 多相流模型描述,液体为 RP-3 喷气燃油,燃油密度为 775 kg/m^3,动力黏性为 9.69×10^{-4} Pa·s;空气材料密度为 1.184 15 kg/m^3,动力黏性为 $1.855\,08\times10^{-5}$ Pa·s。

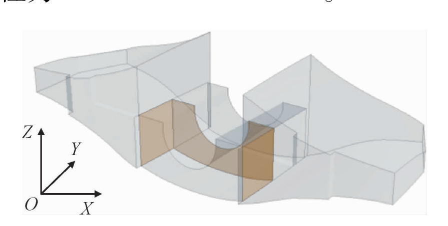


图 6 流体域模型

Fig. 6 Fluid domain structure

2.3 边界条件

2.3.1 弹射起飞

弹射起飞是指飞机在起飞时由飞机外部弹射机构给飞机施加牵引力,以帮助飞机快速获得起飞所需初速度的过程。根据某型舰载机弹射起飞过程的动力数据,仅考虑飞机的航向速度和航向加速度,简化建立了适用于油箱晃动分析的质心速度、加速度曲线,如图 7(a)所示。

飞机首先是沿航向的变加速运动,之后沿航向进行匀加速运动。根据过载计算式(5)计算,弹射起飞过程中航向过载最大达到 3.32g。

$$n = \frac{F}{G} = \frac{a}{g} \tag{5}$$

式中:n 为过载系数;F 为飞机所受航向或垂向的合力;G 为重力;g 为重力加速度;a 为航向加速度。

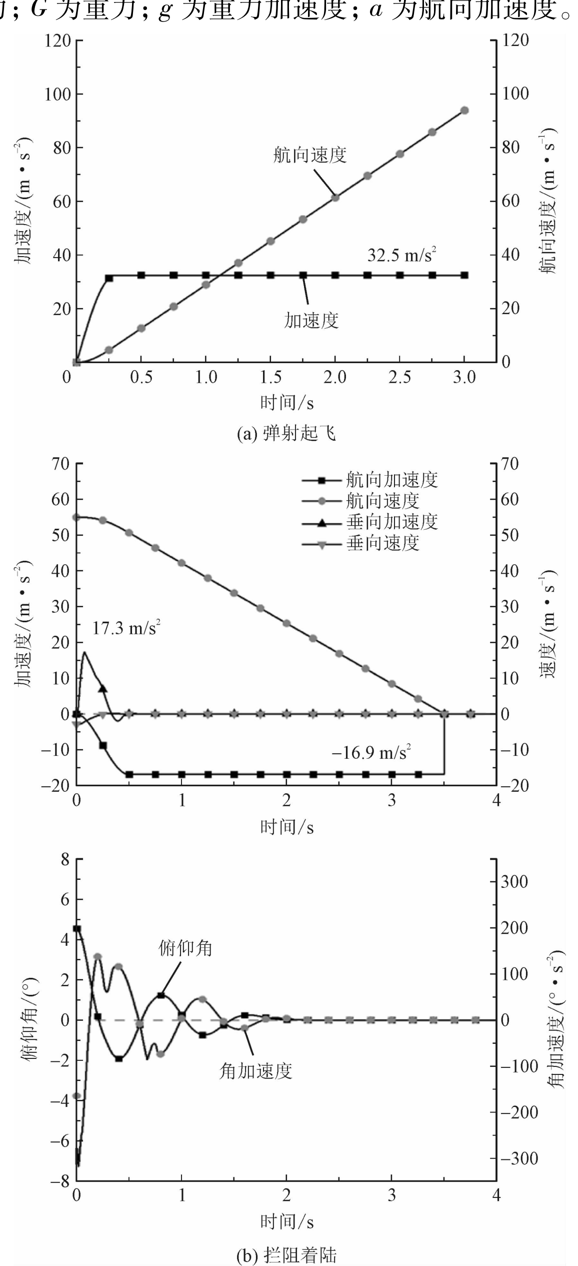


图 7 边界条件

Fig. 7 Boundary conditions

2.3.2 拦阻着陆

拦阻着落是指飞机在降落时通过拦阻索机构帮助飞机制动,从而减短飞机降落所需滑行距离的过程。由于飞机降落时,既有着航向的运动又有垂向的运动,因此拦阻着落工况下飞机的运动比弹射起

飞更为复杂。首先飞机以一定仰角姿态降落，然后在着陆的一瞬间，飞机的机头下压，造成仰角的急剧变化。根据某型舰载机拦阻着陆动力数据，飞机着陆的瞬时仰角为 4.54°，航向速度为 55 m/s，垂向速度为 0.99 m/s。图 7(b)为飞机在拦阻着陆过程中航向速度、下降速度和俯仰角随时间的变化及其角加速度曲线。拦阻着陆过程中飞机所受航向过载最大达 1.72g，垂向过载最大达 1.76g。

2.4　网格密度影响分析

在计算流体动力学计算中，流场网格的划分会对计算得到的压力场分布产生影响。为探究流场网格划分对流体域计算结果的影响，将流体域划分为 6 种不同密度的网格(图 8)，其余参数不变，考虑充液率为 50% 的情况，采用弹射起飞工况进行计算。计算得到的结果如图 9 和表 3 所示，结果表明当网格数量大于 40 万时，流体域最大压力趋于稳定，继续加密网格时计算得到的最大压力数值变化量小于 1%；最大压力出现的时刻基本一致。因此当网格数量大于 40 万时，计算结果基本稳定。

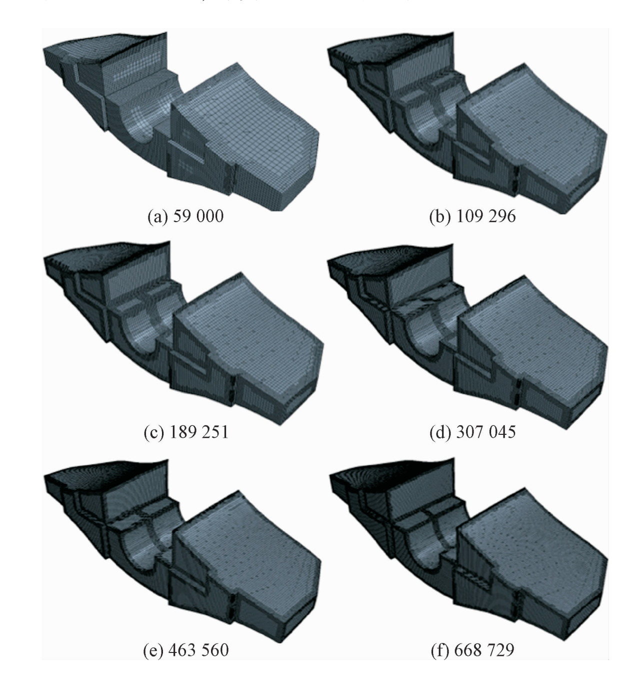


图 8　网格示意图

Fig. 8　Diagrams of mesh

表 3　不同网格数量下流场最大压力及出现的时刻

Tab. 3　Maximum pressure and occurrence time of flow field with different number of units

参数	单元数					
	59 000	109 296	189 251	307 045	463 560	668 729
最大压力/kPa	14.122 3	16.021 2	15.218 7	15.839 2	15.519 2	15.395
时刻/s	0.192	0.196	0.192	0.194	0.192	0.191

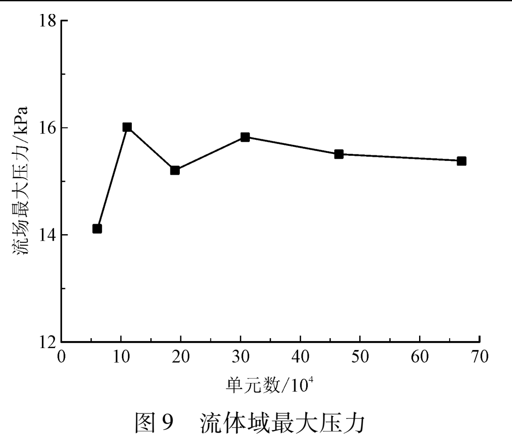


图 9　流体域最大压力

Fig. 9　Maximum pressure of fluid domain

3　计算结果及分析

为探究不同充液率对弹射起飞和拦阻着陆过程中油液晃动冲击效应的影响规律，本研究考虑了油箱充油为少油、半油和多油 3 种状态下的晃动情况，对应的充液率分别为 30%、50% 和 70%。

3.1　弹射起飞

3.1.1　燃油晃动计算

弹射起飞过程持续时间较长，而根据图 7(a)可知，飞机在 0.3 s 后已完全达到恒定过载状态。文献[16]研究表明飞机在过载恒定阶段油液形态将保持稳定，燃油晃动冲击对油箱结构响应的影响非常微小。因此，从计算效率方面考虑，可仅分析燃油晃动更为剧烈的非稳定阶段。

首先对流体域进行弹射起飞全过程的油液晃动计算，确定燃油晃动的稳定时间节点。RAJAGOUNDER 等[18]证明充液率的提高会使液体更早达到稳定状态，而充液率越少液体晃动时间越长，因此选取少油工况进行弹射起飞全过程油液晃动计算。

经计算得到弹射起飞过程中流体域最大压力时程曲线和油液形态分别如图 10 和图 11 所示。

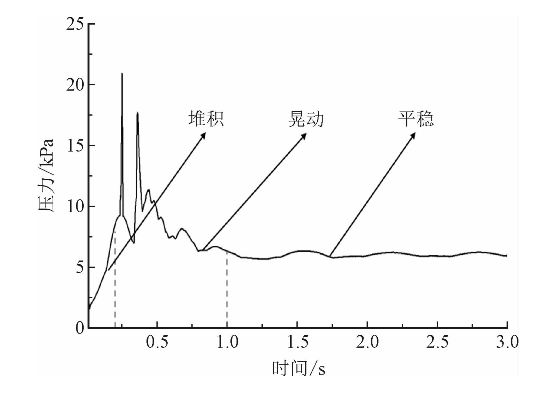


图10　弹射起飞流体域最大压力时程曲线

Fig. 10　Time-history curve of maximum pressure in fluid domain during catapult take-off

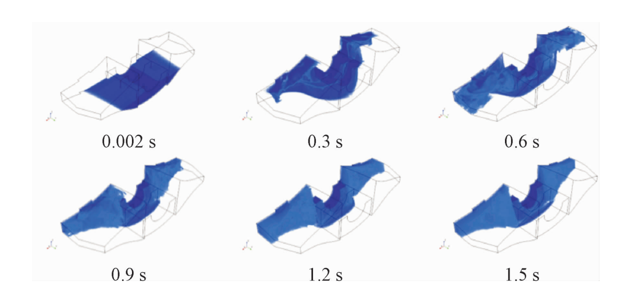


图11　弹射起飞油液形态

Fig. 11　Oil shape during catapult take-off

结合最大压力时程曲线和燃油晃动形态，可将弹射起飞过程中的油液晃动分为3个阶段。第1个阶段是堆积阶段，对应于0～0.2 s阶段，此时油液由于惯性作用向油箱后部堆积；第2个阶段是晃动阶段，对应于0.2～1 s，在这个阶段油液发生剧烈晃动，伴随着油液飞溅现象发生；第3个阶段是稳定阶段，对应于弹射1 s以后，这个阶段中油液仅发生轻微晃动。在进入稳定阶段后可视油液状态不再变化，从而可忽略该阶段燃油对油箱结构的冲击效应。因此，在弹射起飞过程的油箱晃动流固耦合计算中，可取1.2 s为晃动冲击效应分析计算终止时刻，此时燃油形态已达到稳定。

3.1.2　流体域分析

通过流固耦合计算得到弹射起飞过程中不同充液率下流体域最大压力时程曲线及油箱上蒙皮受燃油作用力分别如图12(a)、图12(b)所示，最大压力曲线峰值时刻对应的流体压力云图及燃油形态如图13所示。根据最大压力时程曲线可知，油箱壁面最大压力首先随着飞机航向加速度的增大而增大，此时油液由于惯性效应开始向油箱后壁面堆积并冲击油箱上蒙皮。

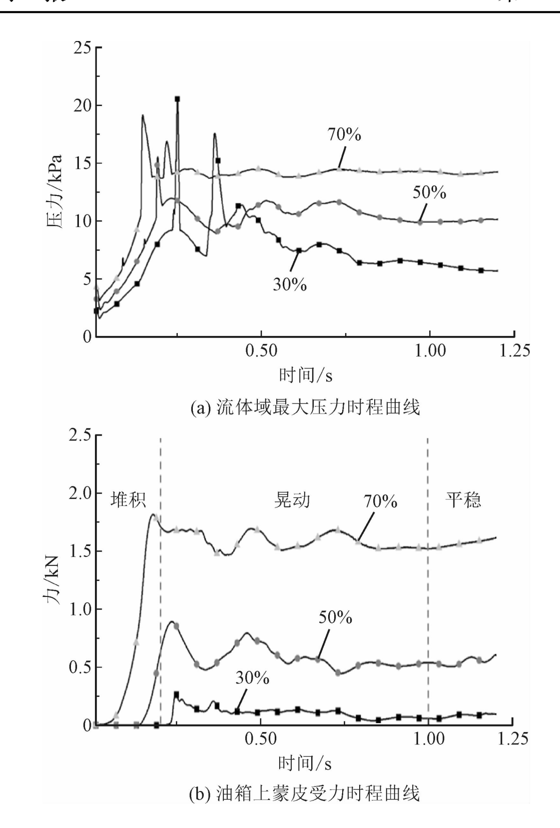


图12　弹射起飞工况计算结果

Fig. 12　Calculation results of catapult take-off

结合图13中油箱上蒙皮出现的局部高压可知，燃油的冲击是造成最大压力时程曲线出现尖锐峰值的原因。随后，飞机纵向加速度趋于恒定，油液在大过载下逐渐稳定，最大压力也趋于稳定。

对比3种不同的充液率发现，少油工况中油箱受燃油冲击压力峰值最大，这与燃油的冲击形式有关。如图14典型时刻液体晃动形态所示，相较于半油和多油工况，少油工况下油液在向后堆积时，由于油箱中段较两侧更低且相互连通，中段油液会冲击两侧油箱后壁，加剧油液的晃动，并使得油液以飞溅的形式冲击上蒙皮，形成冲击压力；多油工况下压力时程曲线峰值大于半油工况，这2种工况下燃油晃动以驻波形式的冲击为主，而多油工况中冲击上蒙皮的燃油体积大于半油工况，从而油液挤压造成的压力也更大。随着充液率增加，燃油晃动空间减小，燃油冲击上蒙皮所需的路程更短，因此压力峰值出现的时间点随着充液率的增加而提前。

由图12(b)可知，弹射起飞过程的油箱上蒙皮受燃油作用力时程曲线同样可以分为堆积段、晃动段和平稳段。上升段对应着燃油堆积过程，由于充液率高的工况初始液面也高，油液在堆积过程中能更早地接触到油箱上蒙皮，因此上升段出现的时间

随着充液率的提高提前。由于高充液率工况中油液与上蒙皮接触面积大于低充液率工况,从而整个弹射阶段中呈现出充液率越高油箱上蒙皮受力越大的特征。

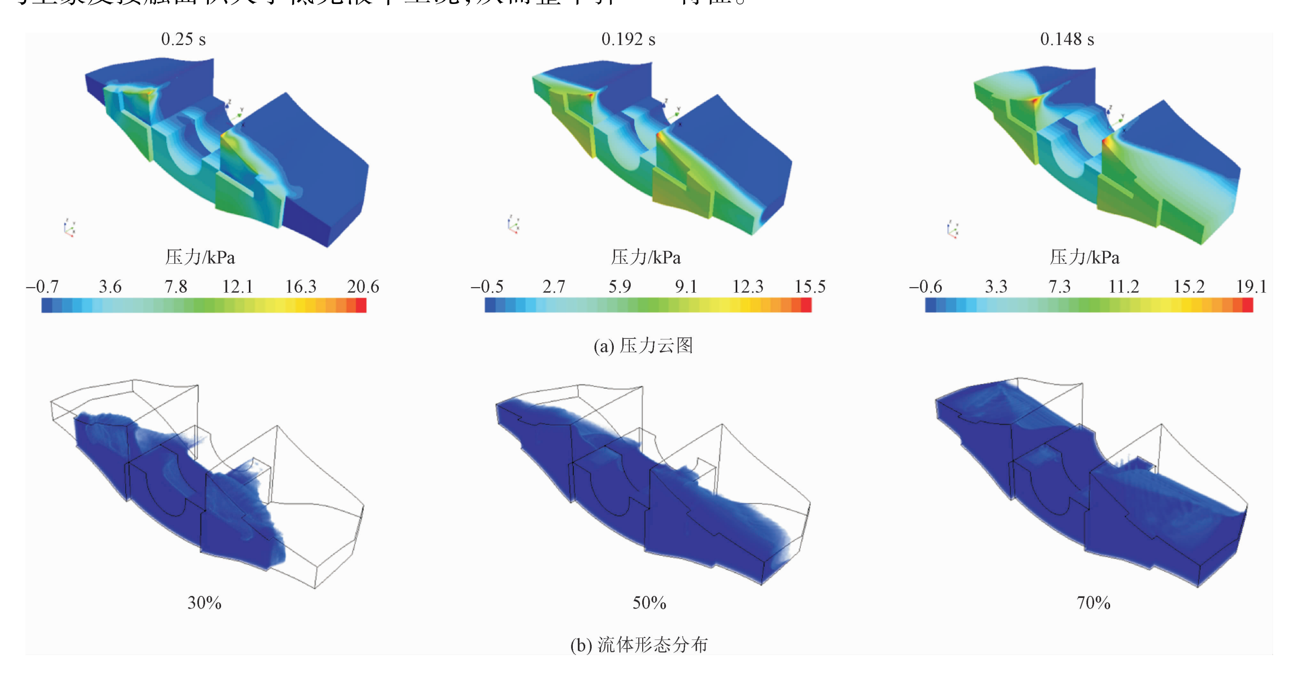


图 13　弹射起飞时 3 种充液率工况下流体域压力最大值出现时刻流体计算结果

Fig. 13　Fluid calculation results when the maximum pressure in the fluid domain appears under three fill levels conditions during catapult take-off

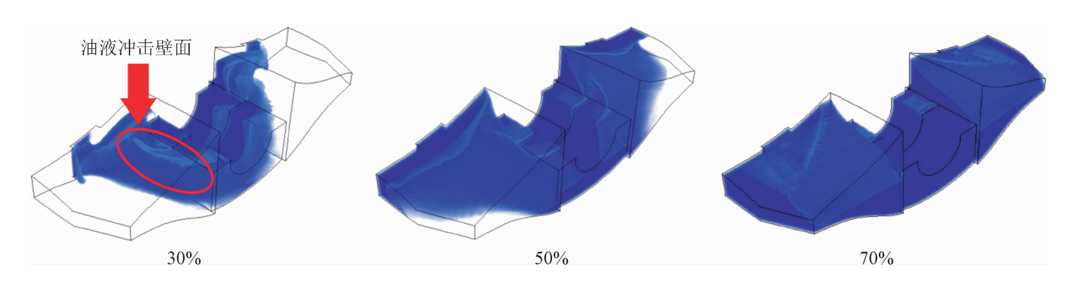


图 14　典型时刻液体晃动形态

Fig. 14　Typical liquid sloshing pattern

3.1.3　结构响应分析

3 种充液率下流体域最大压力出现时刻油箱框架和蒙皮的应变云图如图 15 所示。由图可见,纤维纵向和纤维横向应变均随着充液率的提高而增大。3 种工况下油箱最大应力、应变出现的时刻如表 4 所示。由表 4 可知在油液稳定后油箱应力应变达到最大值,此时飞机的航向加速度已经恒定,进入过载稳定状态。图 16 为油箱蒙皮变形情况,蒙皮变形主要集中于上蒙皮,蒙皮的变形程度随着充液率的提高而增大。图 17 对流体域最大压力出现时刻的油箱应力最大值与弹射起飞过程中油箱应力最大值进行了比较。流体域最大压力出现时,油箱结构应力未达最大值,而最大应力出现时刻飞机处于最大过载时刻;并且,随着充液率提高,油箱最大应力值基本不变,这说明油液晃动冲击对油箱结构响应的影响程度较小,而过载是导致油箱产生较大应力和变形的主要原因。

表 4　弹射起飞过程油箱最大应力和应变及出现时间

Tab. 4　Maximum stress and strain and occurrence time of fuel tank during catapult take-off

充液率/%	时间/s	Mises 应力/MPa	纤维纵向应变/με	纤维横向应变/με
30	1.185	60.74	430	472
50	1.185	61.38	434	526
70	1.140	60.50	552	605

图15 弹射起飞时3种充液率工况下流体域压力最大值出现时刻的油箱应变云图

Fig. 15 Cloud diagram of tank strain distribution at the moment when the maximum pressure in the fluid domain appears under three filling levels conditions during catapult take-off

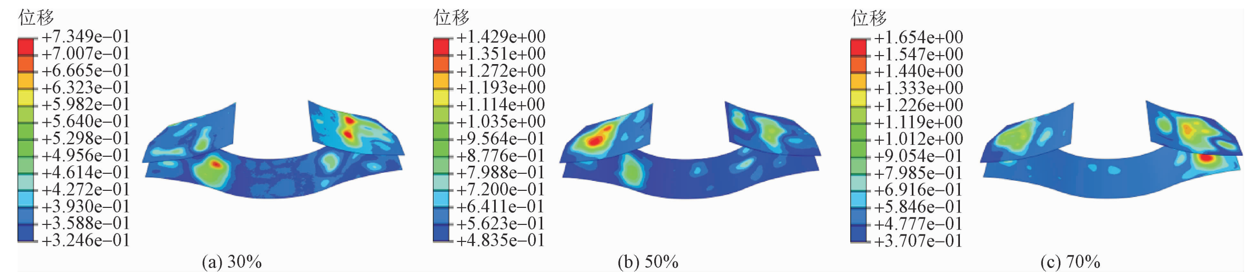


图16 弹射起飞时3种充液率工况下流体域压力最大值出现时刻的油箱蒙皮变形云图(单位:mm)

Fig. 16 Deformation cloud diagram of tank skin when the maximum pressure in fluid domain appears under three filling levels conditions during catapult take-off (unit:mm)

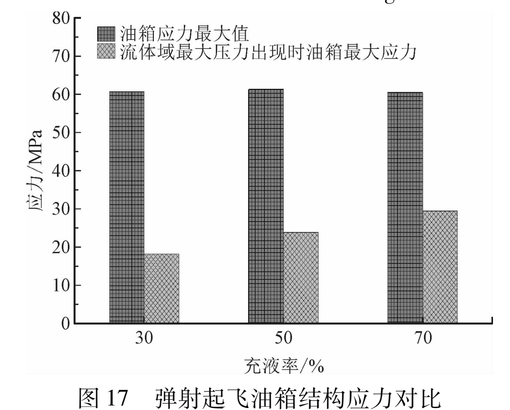


图17 弹射起飞油箱结构应力对比

Fig. 17 Structural stress comparison of fuel tank during catapult take-off

3.2 拦阻着陆

3.2.1 燃油晃动计算

以少油工况进行拦阻着陆全过程的油液晃动计算,探究拦阻着陆过程中燃油晃动的稳定时间。计算得到拦阻着陆过程中的流体域最大压力时程曲线和燃油晃动形态分别如图18和图19所示。对流体域压力峰值时程曲线和燃油晃动形态进行分析,可知拦阻着陆过程中油液晃动情况与弹射起飞过程类似,同样可分为堆积、晃动、平稳3个阶段。拦阻着陆工况中堆积阶段对应0~0.45 s,晃动阶段则对应

0.45 ~ 1.30 s，在 1.30 s 后油液进入平稳阶段。综上所述，选取前 1.5 s 进行拦阻着陆过程的油箱晃动流固耦合分析。

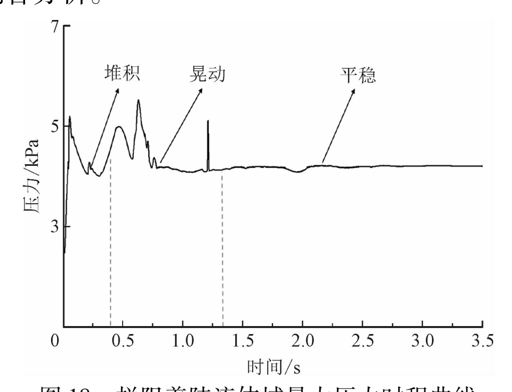


图 18　拦阻着陆流体域最大压力时程曲线

Fig. 18　Time-history curve of maximum pressure in fluid domain during arresting landing

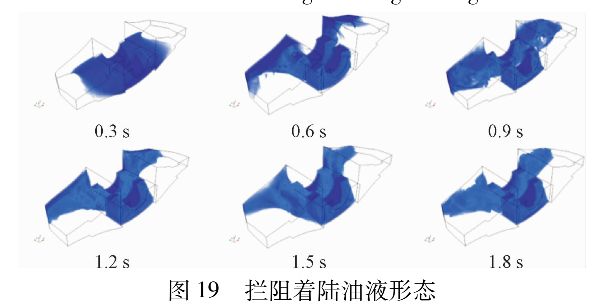


图 19　拦阻着陆油液形态

Fig. 19　Oil shape during arresting landing

3.2.2　流体域分析

拦阻着陆过程中不同充液率下流体域最大压力时程曲线和上蒙皮受力时程曲线如图 20 所示。由图 20(a)可知：流体域最大压力在堆积阶段前期快速升高，这是由于飞机所受垂向过载快速升高，油液因惯性作用挤压油箱结构造成；随后由于飞机所受垂向过载下降，流体域最大压力下降；之后在航向过载作用下油液向油箱前部堆积并冲击上蒙皮，产生压力峰值。图 20(a)中还可以观察到拦阻着陆工况中流体域压力最大值随充液率增大而增大。图 21 展示了 3 种工况流体域压力最大值出现时刻对应的油液晃动形态以及流体域压力云图。

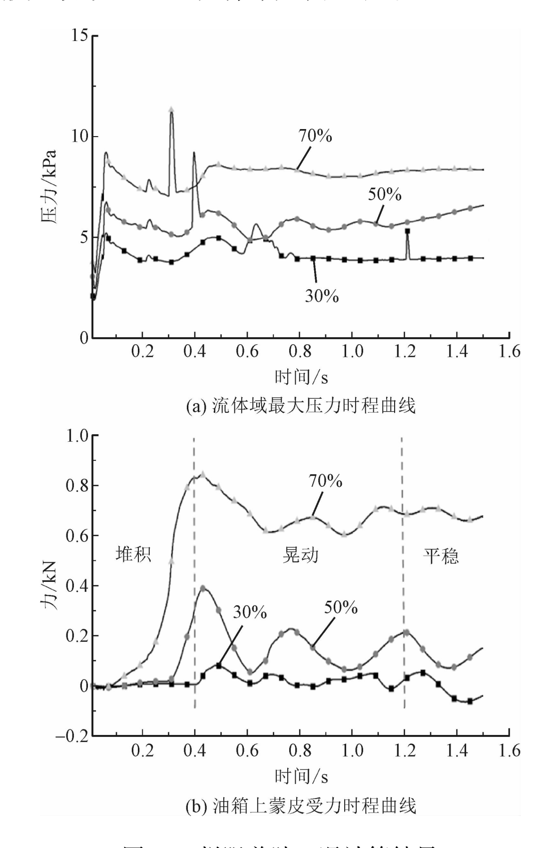


图 20　拦阻着陆工况计算结果

Fig. 20　Calculation results of arresting landing

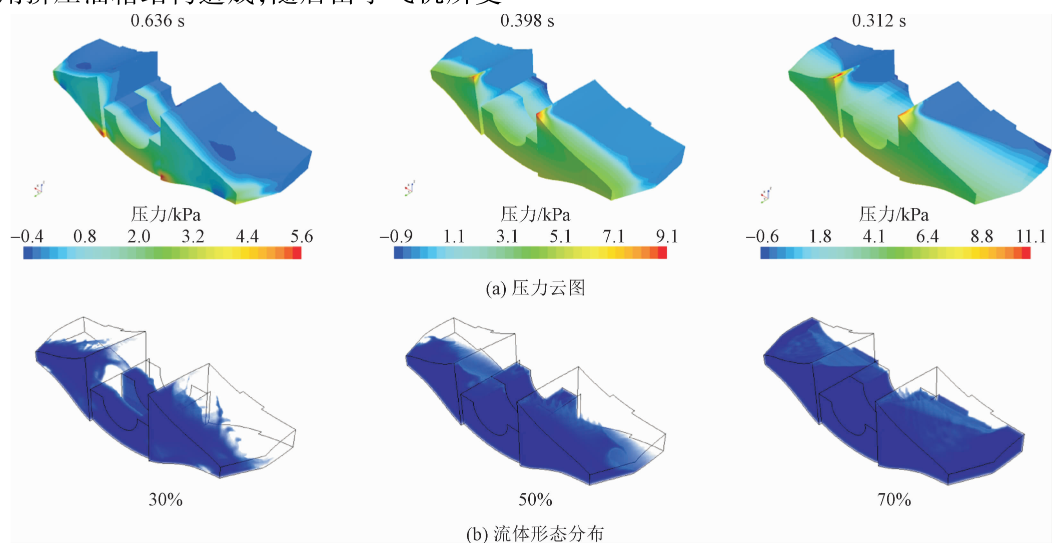


图 21　拦阻着陆时 3 种充液率工况下流体域压力最大值出现时刻流体计算结果

Fig. 21　Fluid calculation results when the maximum pressure in the fluid domain appears under three filling levels conditions during arresting landing

图 21 中可以观察到少油工况中最大压力并未出现在油箱上蒙皮处，这说明拦阻着陆过程少油工况中油液冲击上蒙皮产生的冲击压力小于该工况中的最大压力 5.65 kPa。

与弹射起飞类似，油液初次冲击上蒙皮产生的冲击压力随着充液率增加而提升。由于油液冲击上蒙皮所需的路程随着充液率的提高变短，初次冲击发生的时刻也随着充液率增加而提前。进入稳定阶段后，由于高充液率的工况稳定时具有更深的液体深度，流体域压力整体呈现出随充液率的提高而增大的趋势。

图 20(b) 为拦阻着陆过程中油箱上蒙皮受力曲线，从图中可以观察到油箱上蒙皮受力随着充液率增加而增大，这是因为油液与上蒙皮接触面积随着充液率增大而增大。同样由于高充液率工况油液冲击上蒙皮所需的距离更短，可以观察到油箱上蒙皮受力曲线上升时刻也随着充液率的提升而提前。

3.2.3 结构响应分析

3 种充液率下流体域压力最大值出现时刻对应的油箱应变云图如图 22 所示，由图可知油箱结构的应变随着充液率的提高而增大。该时刻下油箱蒙皮的变形情况如图 23 所示，最大变形量同样随着充液率的提高而增大。油箱结构最大应力及应变如表 5 所示，与弹射起飞过程相似，拦阻着陆过程中油箱结构的最大应力应变出现时刻均不同于流体域压力最大值出现时刻。

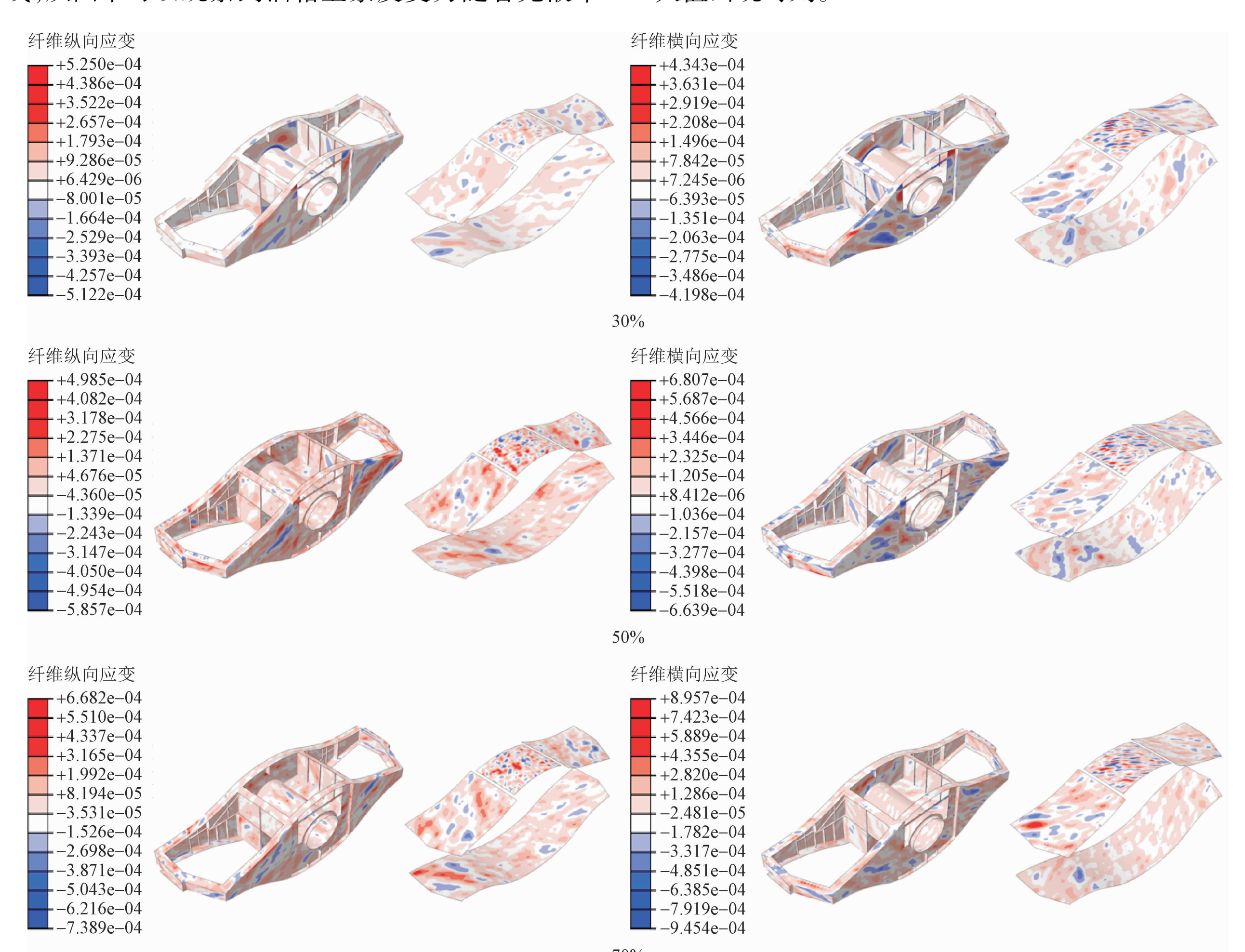


图 22　拦阻着陆时 3 种充液率工况下流体域压力最大值出现时刻油箱应变分布云图

Fig. 22　Cloud diagram of tank strain distribution at the moment when the maximum pressure in the fluid domain appears under three filling levels conditions during arresting landing

油箱结构应力应变在着陆初始时刻即达到最大值，考虑到着陆时飞机的角加速度及垂向加速度均达到最大值，这是造成结构最大应力应变的原因。图 24 对比了流体域压力最大值出现时刻对应的油

箱应力与结构最大应力,可见压力最大值出现时刻油箱结构应力小于计算初始时刻结构应力,同时油箱最大应力随着充液率上升基本保持不变,这进一步说明拦阻着陆过程中油箱结构的响应受过载主导。

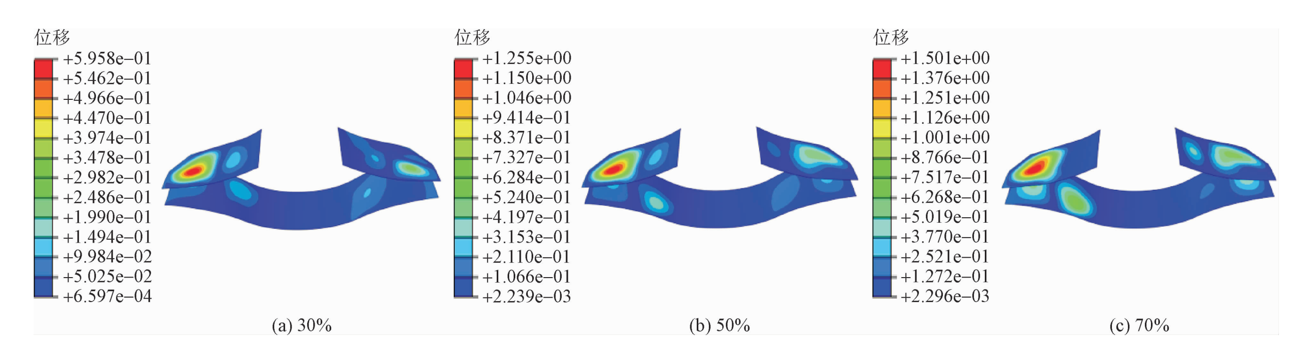


图 23　拦阻着陆时 3 种充液率工况下流体域压力最大值出现时刻油箱蒙皮变形云图(单位:mm)

Fig. 23　Deformation cloud diagram of tank skin when the maximum pressure in fluid domain appears under three filling levels conditions during arresting landing (unit:mm)

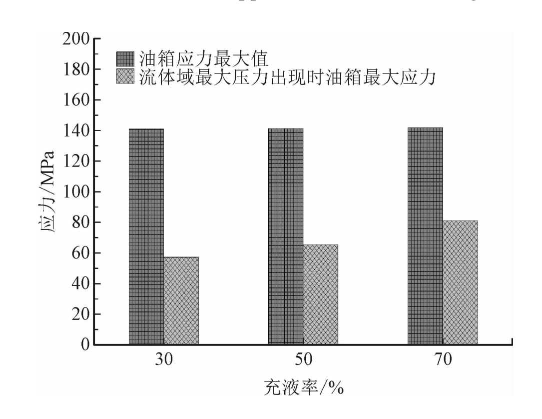


图 24　拦阻着陆油箱结构应力对比

Fig. 24　Structural stress comparison of fuel tank during arresting landing

表 5　拦阻着陆过程油箱最大应力和应变及出现时间

Tab. 5　Maximum stress and strain and occurrence time of fuel tank during arresting landing

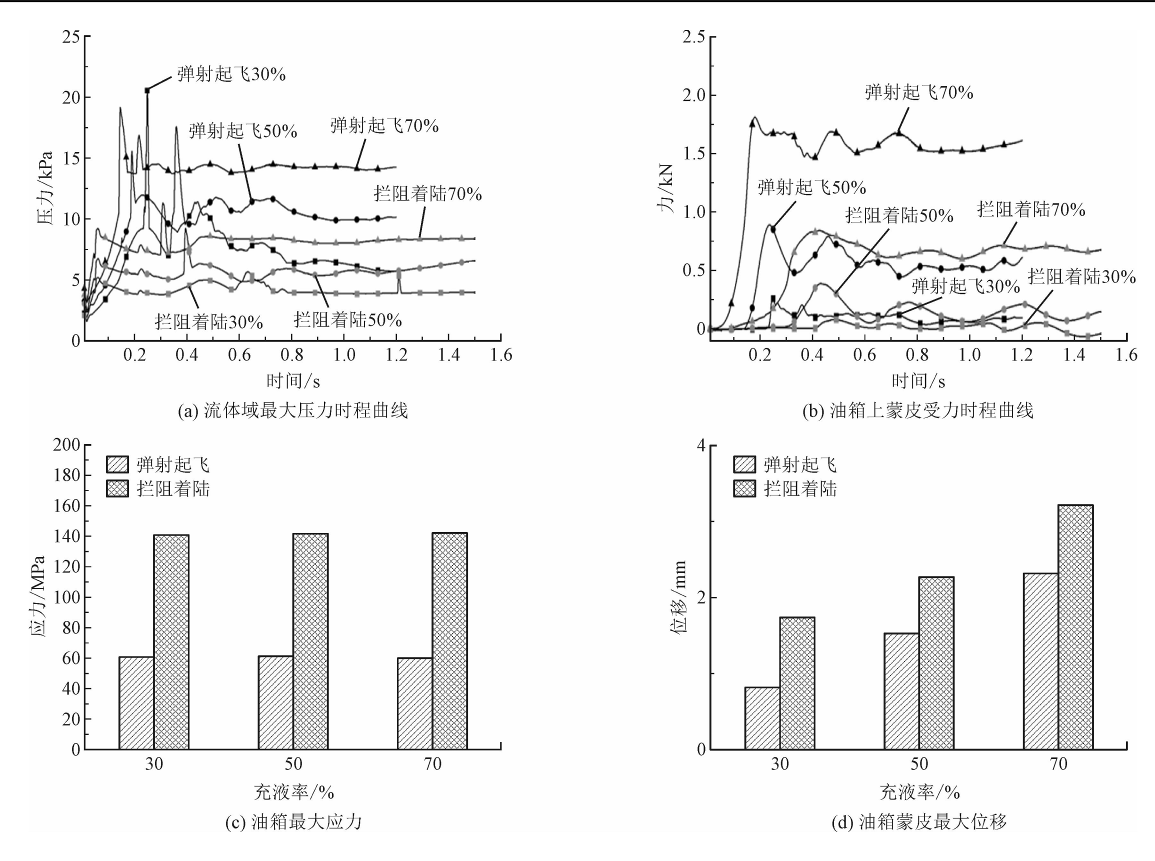
充液率/%	时间/s	Mises 应力/MPa	纤维纵向应变/με	纤维横向应变/με
30	0.005	141.0	1 280	1 450
50	0.005	141.5	1 280	1 450
70	0.005	142.1	1 290	1 460

3.3　晃动冲击效应对比

为分析弹射起飞和拦阻着陆 2 种不同工况对飞机油箱结构的影响程度差异,对 2 种工况下的油箱晃动冲击效应进行对比。图 25(a)对弹射起飞和拦阻着陆过程中的流体域最大压力时程曲线进行比较,结果表明:弹射起飞在初始时刻流体域压力小于拦阻着陆,这是因为拦阻着陆工况初始过载大于弹射起飞工况;在 0.1 s 之后弹射起飞工况流体域压力大于拦阻着陆,这是由于弹射起飞过程飞机的稳定过载大于拦阻着陆工况导致。图 25(b)是 2 种工况上蒙皮受力时程曲线,从图中可以观察到弹射起飞工况油箱上蒙皮受力大于拦阻着陆工况,这是因为燃油与上蒙皮接触后弹射起飞工况的航向过载大于拦阻着陆工况,油液发生堆积的现象更严重,从而导致油液与蒙皮接触的面积更大,油液作用于蒙皮的压力也更大。根据以上分析说明对于该飞机油箱,弹射起飞工过程中油液对油箱的作用力更大。

图 25(c)对 2 种工况油箱结构最大应力进行对比,结果表明拦阻着陆过程中油箱结构的最大应力明显大于弹射起飞工况,这是因为在飞机着陆瞬间飞机油箱同时具有如图 7(b)、图 7(c)中所示的垂向加速度和俯仰角加速度,在垂向过载和飞机提供的俯仰力矩共同作用下,拦阻工况中飞机油箱的最大应力大于弹射起飞工况。

图 25(d)为油箱蒙皮最大变形量对比,可见拦阻着陆过程中不同充液率下蒙皮最大变形均大于弹射起飞,这是因为拦阻着陆相较于弹射起飞过程具有额外的垂向加速度,蒙皮受到油液及垂向过载的共同作用更易发生变形。由以上分析可知,相较于弹射起飞过程,拦阻着陆工况对于油箱结构强度的要求更为严苛。



(a) 流体域最大压力时程曲线

(b) 油箱上蒙皮受力时程曲线

(c) 油箱最大应力

(d) 油箱蒙皮最大位移

图25 弹射起飞与拦阻着陆计算结果对比

Fig. 25 Comparison of calculation results of catapult take-off and arresting landing

4 结论

本研究搭建Abaqus与Star-ccm+联合仿真流固耦合计算方法,对某型飞机全复合材料整体油箱在弹射起飞与拦阻着陆2种大过载工况下的油液晃动冲击效应进行探究。首先通过液舱晃动实验对搭建方法进行了可靠性验证,然后建立了飞机整体油箱流固耦合计算模型,进而应用Star-ccm+对燃油晃动进行弹射起飞与拦阻着陆全过程计算并确定了2种工况的计算时长,最后分析了30%、50%、70% 3种不同充液率下的油箱晃动流固耦合效应。主要结论如下。

1)弹射起飞与拦阻着陆全过程油液晃动可以分为堆积、晃动、稳定3个阶段。堆积阶段油液在惯性的作用下开始堆积,流体域压力上升。在堆积阶段结束时油液冲击油箱上蒙皮产生压力峰值,随后油液进入晃动阶段,在晃动阶段油液发生剧烈晃动并飞溅,对油箱产生二次冲击。在稳定阶段油液仅发生轻微晃动,油液作用于油箱结构的压力趋于稳定。弹射起飞工况中油箱内油液的晃动集中于前1 s内,拦阻着陆工况中油箱内油液的晃动集中于前1.3 s内。

2)弹射起飞与拦阻着陆过程中油液稳定时油箱受到的压力以及油箱上蒙皮受力均随着充液率增加而增加,弹射起飞工况中最大冲击压力为19.135 kPa,拦阻着陆工况中最大冲击压力为11.102 kPa。油液冲击上蒙皮的时间和油液进入稳定阶段的时间均随着充液率增加而提前。

3)弹射起飞过程中,油箱结构最大应力应变出现在过载稳定阶段,而在拦阻着陆过程中油箱结构最大应力应变出现在飞机着陆的瞬间,这2个时刻飞机均处于各自工况最大过载状态,因此油箱结构的响应受过载主导。

4)由于弹射起飞的恒定过载大于拦阻着陆,弹射起飞过程中油液稳定时作用于油箱的压力大于拦阻着陆过程,但在垂向过载和俯仰力矩的共同作用下,拦阻着陆过程中油箱结构的最大应力应变和蒙皮变形均大于弹射起飞过程,其中计算得到的弹射起飞工况油箱结构最大应力为61.38 MPa,拦阻着陆工况油箱结构最大应力为142.1 MPa。可见拦阻着陆过程对于飞机油箱结构强度的要求更为严苛。

参考文献:

[1] GAVRILYUK I, LUKOVSKY I, TROTSENKO Y, et al. Sloshing in a vertical circular cylindrical tank with an annular baffle. Part 1. Linear fundamental solutions[J]. Journal of engineering mathematics, 2006, 54(1): 71-88.

[2] 胡晓明,李万莉,赵志国,等. 液罐车罐体内液体横向晃动研究[J]. 应用力学学报, 2013, 30(5): 641-646.
HU Xiaoming, LI Wanli, ZHAO Zhiguo, et al. Horizontal fluid sloshing analysis in the body of tank truck[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2013, 30(5): 641-646(in Chinese).

[3] 杨瑞. 基于 ALE 有限元法的飞机整体油箱燃油晃动特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015.

[4] DELORME L, COLAGROSSI A, SOUTO-IGLESIAS A, et al. A set of canonical problems in sloshing, part I: pressure field in forced roll—comparison between experimental results and SPH[J]. Ocean engineering, 2009, 36(2): 168-178.

[5] AKYILDIZ H, ÜNAL E. Experimental investigation of pressure distribution on a rectangular tank due to the liquid sloshing[J]. Ocean engineering, 2005, 32(11/12): 1503-1516.

[6] 薛米安,陈奕超,苑晓丽,等. 低载液率液体晃荡冲击压力的试验研究[J]. 振动与冲击, 2019, 38(14): 239-245.
XUE Mian, CHEN Yichao, YUAN Xiaoli, et al. Experimental study on the impact pressure of sloshing liquid with low filling level[J]. Journal of vibration and shock, 2019, 38(14): 239-245(in Chinese).

[7] KIM G J, RHEE H, JEON W H, et al. Lateral sloshing analysis by CFD and experiment for a spherical tank[J]. International journal of aeronautical and space sciences, 2020, 21(3): 816-825.

[8] REBOUILLAT S, LIKSONOV D. Fluid-structure interaction in partially filled liquid containers: a comparative review of numerical approaches[J]. Computers & fluids, 2010, 39(5): 739-746.

[9] 岳宝增. 俯仰激励下三维液体大幅晃动问题研究[J]. 力学学报, 2005, 37(2): 199-203.
YUE Baozeng. Three dimensional large amplitude liquid sloshing under pitching excitation[J]. Acta mechanica Sinica, 2005, 37(2): 199-203(in Chinese).

[10] 刘富,童明波,赵宏韬. 飞机副油箱液体晃动动力学分析[J]. 航空计算技术, 2011, 41(3): 54-56.
LIU Fu, TONG Mingbo, ZHAO Hongtao. Dynamic analysis of liquid sloshing in an aircraft auxiliary fuel tank[J]. Aeronautical computing technique, 2011, 41(3): 54-56(in Chinese).

[11] NICOLICI S, BILEGAN R M. Fluid structure interaction modeling of liquid sloshing phenomena in flexible tanks[J]. Nuclear engineering and design, 2013, 258: 51-56.

[12] 姚学昊,黄丹. 流固耦合问题的 PD-SPH 建模与分析[J]. 工程力学, 2022, 39(10): 17-25.
YAO Xuehao, HUANG Dan. PD-SPH modelling and analysis for fluid-structure interaction problems[J]. Engineering mechanics, 2022, 39(10): 17-25(in Chinese).

[13] 代震,徐绯,闫亚斌,等. 飞机着陆条件下机翼油箱垂荡问题研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(2): 288-294.
DAI Zhen, XU Fei, YAN Yabin, et al. Fuel tank vertical sloshing during aircraft landing[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(2): 288-294(in Chinese).

[14] KIM H, CHOI Y H, LEE Y W. Numerical analysis of sloshing impact in horizontally excited prismatic tanks[J]. Progress in computational fluid dynamics, 2017, 17(6): 361-367.

[15] 杨尚霖,陈晓峰,杜发喜,等. 机动行为下飞机油箱晃动流固耦合动力学分析[J]. 航空学报, 2019, 40(3): 136-148.
YANG Shanglin, CHEN Xiaofeng, DU Faxi, et al. Dynamic analysis of fluid-structure interaction on aircraft fuel tank sloshing during maneuver[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2019, 40(3): 136-148(in Chinese).

[16] 方雄,杨尚霖,雷忠琦,等. 正常盘旋飞机油箱液面晃动与结构动力学分析[J]. 中国科技论文, 2019, 14(2): 169-174.
FANG Xiong, YANG Shanglin, LEI Zhongqi, et al. Analysis on liquid level sloshing and structure dynamics of aircraft fuel tank during normal hover[J]. China Science Paper, 2019, 14(2): 169-174(in Chinese).

[17] 张健,方杰,范波芹. VOF 方法理论与应用综述[J]. 水利水电科技进展, 2005, 25(2): 67-70.
ZHANG Jian, FANG Jie, FAN Boqin. Advances in research of VOF method[J]. Advances in science and technology of water resources, 2005, 25(2): 67-70(in Chinese).

[18] RAJAGOUNDER R, MOHANASUNDARAM G V, KALAKKATH P. A study of liquid sloshing in an automotive fuel tank under uniform acceleration[J]. Engineering journal, 2016, 20(1): 71-85.

（编辑　张璐）